https://doi.org/10.1051/jnwpu/20254350862

几何尺寸对风洞柔壁喷管型面设计的影响研究

徐兵兵, 彭强, 陈吉明, 裴海涛

(中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要:采用数值模拟方法,通过分析风洞试验段对称面马赫数分布云图、密度梯度分布云图和中心轴线马赫数分布曲线,研究了基础模型和缩比模型的喷管设计结果。通过对比 2 种模型的流场均匀性如第一菱形区马赫数均方根偏差、轴向马赫数梯度和平均马赫数等流场均匀性指标,获取几何尺寸对喷管设计结果的初步影响,为不同规模风洞的喷管设计提供指导。结果表明,风洞几何寸增大引起流场雷诺数增大,壁面黏性减弱,边界层更薄,流动越容易,相同来流工况下,缩比模型边界层厚度约占截面尺寸的 8%,而基础模型只占约 5%。较小的边界层厚度对层流型线的影响更小,由边界层修正带来的不利影响减弱,流场品质更佳。基础模型相比缩比模型,第一菱形区平均马赫数指标提升 2~3 倍,马赫数均方根偏差基本改善 30%以上,轴向马赫数梯度则至少提升一个量级,即基础模型相比缩比模型平均马赫数更接近设计值、马赫数均方根偏差和轴线马赫数梯度更小,流场指标全面提升。

关 键 词:风洞;柔壁喷管;几何尺寸;数值模拟;流场均匀性

中图分类号:V211.74 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2025)05-0862-07

在跨超声速风洞中,喷管是实现气流从亚声速到跨声速及超声速的重要设备,喷管设计的优劣直接决定了流场品质的好坏,进一步影响风洞的实验能力[1]。风洞喷管结构形式经历了固块到柔壁的发展过程。固块喷管结构简单,流场重复精度高,由于每个喷管块对应一个马赫数,需要通过更换喷管块来改变试验马赫数,在小尺寸风洞中应用较多,在大尺寸风洞中,由于尺寸增加带来了结构超重、安装、拆换等困难,导致试验效率较低。现代的跨超声速风洞通常采用柔性喷管,在驱动系统的作用下,使在平行固壁间的柔板形成所需的马赫数型面。柔性喷管具有宽的马赫数范围,可连续变马赫数,并能得到较好的流场品质。

柔性喷管型面设计分为位流型面设计和边界层修正[2-3],位流型面设计一般使用特征线法[4],得到壁面型面曲线。得到位流型面后,在一定的边界层假设条件下,得到边界层位移厚度,对位流型面进行修正,得到喷管设计曲线。最早提出特征线法的是 Prandtl 等[5],后来,Puckett 等[6-11]基于特征线法完善和优化了喷管型面设计。中国空气动力研究与发展中心(简称中心)基于 MOC(特征线法)自主研发了 1 套柔性喷管设计方法,所设计的相关风洞均能得到较好的试验段流场品质[12-15]。边界层对于风洞流场品质的影响是不利的,它不仅会改变喷管内膨胀波和压缩波的形状,影响喷管出口气流方向,而且由于它的存在使得位流的有效面积减小,在喷管出口达不到设计马赫数。由于边界层内流动较为复杂,想要准确计算出附面层厚度较为困难,工程上一般都是基于经验方法估算附面层厚度。

位流型面设计中,已知试验段马赫数、几何尺寸等要求后,喷管设计参数已基本确定,主要困难在于确定边界层修正量,该值与具体试验工况、几何尺寸等因素相关。边界层修正通常有理论方法、经验方法和数值计算等方法,当前对于边界层的机理研究还不是特别成熟,工程上一般认为边界层位移厚度沿流向线性发展,具体地,每个马赫数下有对应的边界层修正角度。但是,边界层发展受当地雷诺数、流动状态、物面粗糙度等影响,当上述因素差别较大时,工程估计将会出现较大的偏差。

为获得一种流场质量满足国军标先进指标[16]、可连续变马赫数调节的柔壁喷管快速工程设计方

收稿日期:2024-11-20

作者简介:徐兵兵(1989—),工程师

通信作者:彭强(1967—),研究员 e-mail:pengqiang401@163.com

法,对中心 2 座采用自主掌握的柔性喷管设计方法设计建设的不同尺寸的风洞,采用数值模拟方法对其流场均匀性进行了定量分析和比较,初步探索研究不同几何尺寸风洞边界层修正对流场的影响规律。

1　计算物理模型及数值方法

1.1　计算物理模型及网格划分方案

基于中心自主掌握的柔壁喷管设计方法,试验段尺寸按 8 倍比例缩放(若无特别说明,本文所述几何尺寸均进行了归一化处理),其余参数保持一致设计了 2 套喷管,分别称为基础模型和缩放模型。

图 1 为基础模型流场计算区域及网格划分,流向方向为正 X 方向,竖直方向为 Y 方向,横向方向为 Z 方向。喷管为对称模型,计算选取 1/4 区域进行模拟,Y 轴和 Z 轴为对称轴,未做特殊说明时,$X = 0$ 处为喉道位置。基础模型通过网格无关性验证后,缩比模型依据几何缩比进行相同比例网格划分。

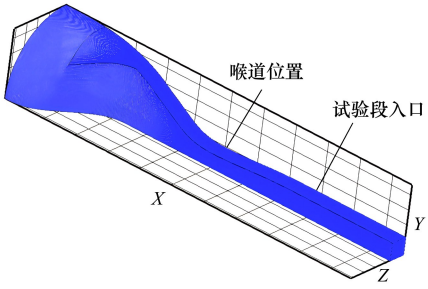


图 1　计算区域及网格划分示意图

1.2　数值方法

1.2.1　边界层厚度考察

对于近壁区域求解,主要集中在黏性子层的求解上,一般有 2 种方式。若要求解黏性子层,需要保证 y^+ 值小于 1(建议接近于 1),由于 y^+ 直接影响第一层网格节点位置,对于求解黏性子层的情况需要非常细密的网格,通常要求有 10 ~ 20 层边界层网格。当黏性子层数据不是特别重要时选择壁面函数求解近壁区域,规定 y^+ 值在 30 ~ 300 之间。为确定不同 y^+ 值对数值模拟计算结果的影响,第一层壁面网格高度分别取 0.01,0.02,0.1,0.18,0.5 mm。图 2 为不同第一层网格高度沿流向中心线马赫数分布,第一层壁面网格高度取 0.01 mm 和 0.18 mm 时分布基本一致。图 3 为对应沿壁面的 y^+ 分布,第一层壁面网格高度取 0.01 mm 时,喷管壁面附近的 y^+ 基本分布在 1 ~ 3 之间,第一层壁面网格高度取 0.18 mm时,喷管壁面附近的 y^+ 基本分布在 30 ~ 60 之间,与建议值基本一致。在后续计算中,所有模型第一层网格高度均控制在 0.18 mm 左右。

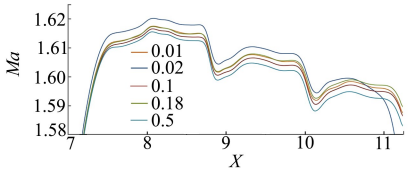
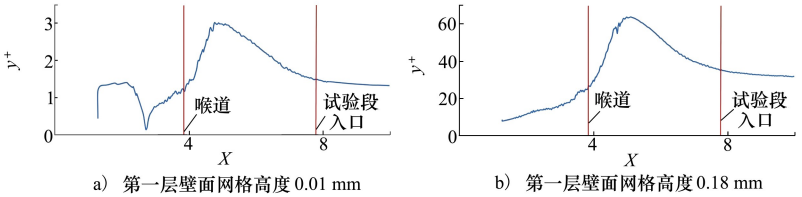


图 2　不同第一层网格高度沿流向中心线马赫数分布



a) 第一层壁面网格高度 0.01 mm　　b) 第一层壁面网格高度 0.18 mm

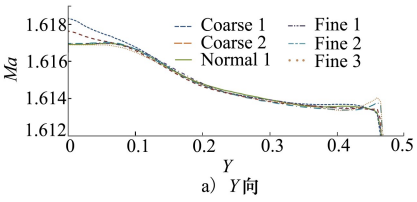
图 3　不同第一层网格高度沿壁面 y^+ 向分布

1.2.2　网格无关性验证

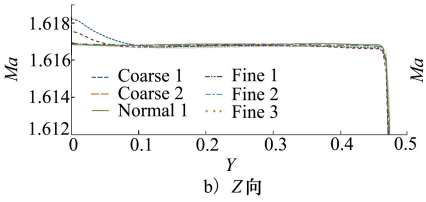
沿 x,y,z 3 个方向选取了 6 组不同疏密的网格进行对比计算,依次命名为:Coarse1,Coarse2,Normal,Fine1,Fine2,Fine3,网格总数分别对应约为 300 万,400 万,500 万,600 万,800 万和 900 万。

图 4 ~ 5 分别为试验段入口中心线马赫数分布和喷管下游区及试验段轴线马赫数分布。

Normal 网格与 Fine1、Fine2、Fine3 相比,试验段入口及轴线马赫数分布基本一致,Corase1 及 Coarse2 相比其他 4 种网格在试验段入口中心线有较大差别,在轴线马赫数分布上结果相差较大。综合考虑计算量和计算精度,确定计算模型网格为 Normal 网格(网格总数约为 500 万),并以此作为各马赫数喷管条件下的计算网格量。



a) Y向



b) Z向

图 4 不同网格数量试验段入口中心线马赫数分布

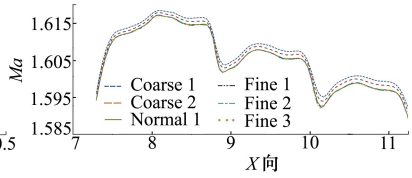


图 5 不同网格数量轴线马赫数分布

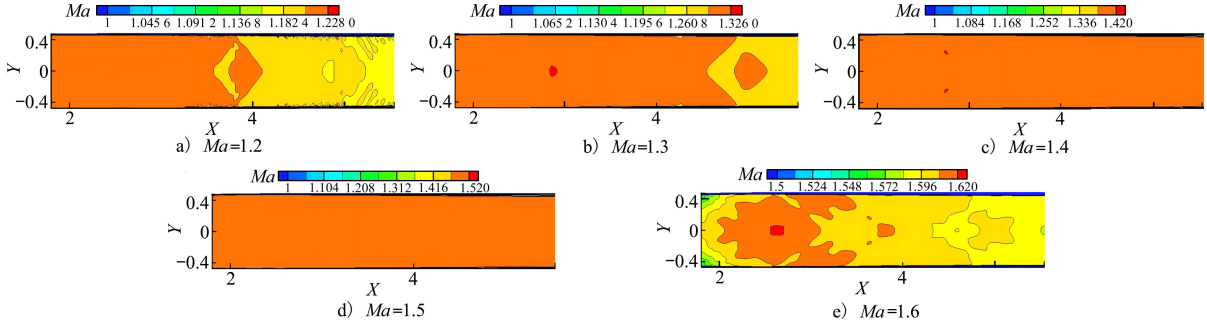
1.2.3 数值计算方法的确定

结合上述分析,确定喷管流场数值模拟关键参数:基础模型计算域网格数约 500 万(缩比模型约 114 万),y^+控制在 30 附近,湍流模型为 k-ω、SST,来流入口总压 250 kPa(绝压),总温 323 K,出口在超声速流动情况下不指定边界参数,壁面为速度无滑移条件,来流湍流强度取为 1%,采用理想气体、二阶离散格式。

2 计算结果及分析

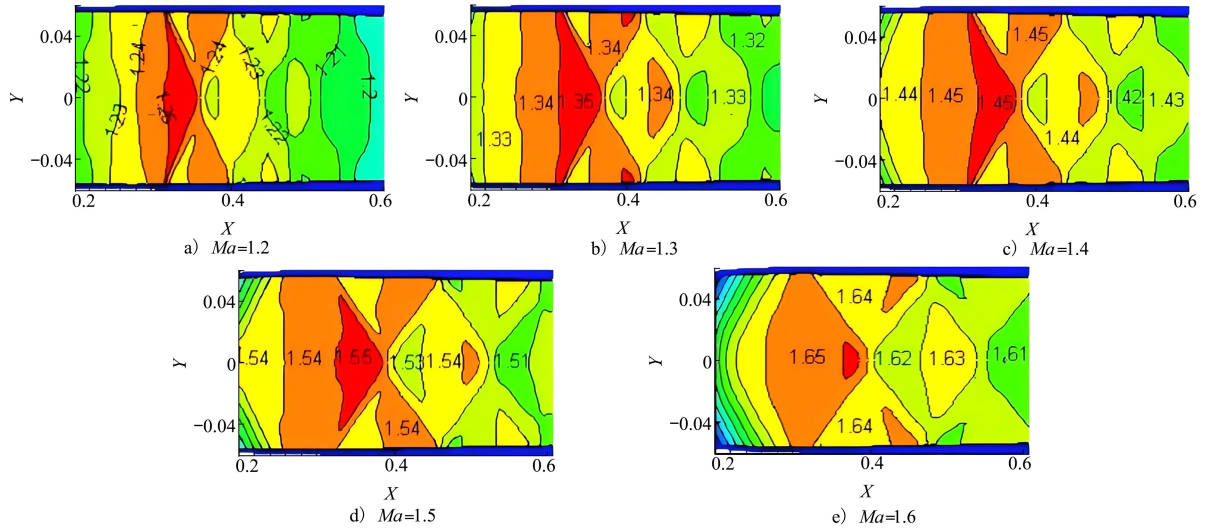
2.1 竖直对称面马赫数分布

图 6~7 为基础模型和缩比模型马赫数 1.2~1.6 时竖直对称面马赫数分布云图,各喷管均实现了试验段内预定马赫数流场的建立,验证了喷管设计方法的可靠性。



a) Ma=1.2 b) Ma=1.3 c) Ma=1.4 d) Ma=1.5 e) Ma=1.6

图 6 基础模型 $Ma=1.2\sim1.6$ 竖直对称面马赫数分布



a) Ma=1.2 b) Ma=1.3 c) Ma=1.4 d) Ma=1.5 e) Ma=1.6

图 7 缩比模型 $Ma=1.2\sim1.6$ 竖直对称面马赫数分布

2.2 竖直对称面气流密度梯度分布

图 8~9 为基础模型和缩比模型气流密度在竖直对称面上的变化梯度分布云图。在超声速喷管条件下,从试验段入口位置开始(基础模型 x 约为 2.7,

缩比模型 x 约为 0.3 处），有 2 道对称的斜激波在试验段内不断反射，由此可以确定菱形区的位置。

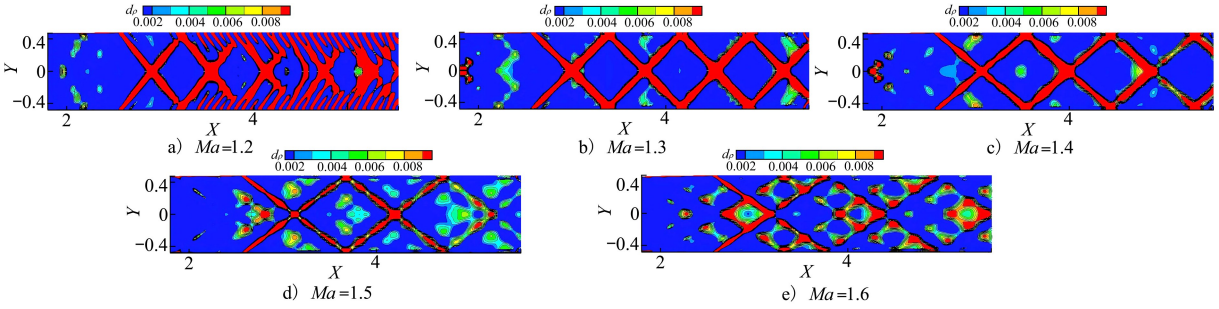


图 8　基础模型 $Ma=1.2\sim1.6$ 竖直对称面气流密度梯度分布

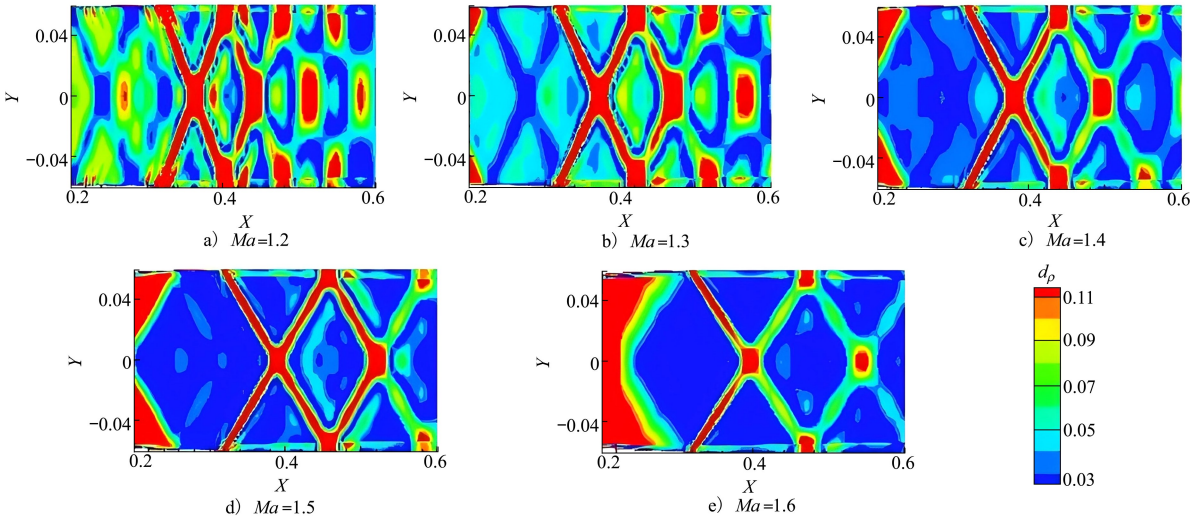


图 9　缩比模型 $Ma=1.2\sim1.6$ 竖直对称面气流密度梯度分布

2.3　中心轴线马赫数分布曲线

图 10 为基础模型在不同马赫数下沿轴向马赫数分布曲线。马赫数沿流向基本平稳，略高于设计马赫数。图 11 为基础模型马赫数 1.6 时沿中心轴线马赫数分布曲线，在第一菱形区内，轴向马赫数有比较明显的波动，整体呈先上升后下降的趋势，认为在菱形区内仍有微弱的斜激波存在，使得菱形区内马赫数波动。

图 12 为缩比模型马赫数 1.6 时沿中心轴线马赫数分布曲线。其中，中心区域是指靠近轴线距离 80% 的区域而不包括边界层附近；全部截面则包括了整个流道区域；对称线平均马赫数是指水平对称线和竖直对称线所形成的“十”字线上平均马赫数（不包括边界层附近）；轴线马赫数则是轴线位置点上的马赫数。可以看出：采用全部截面平均计算时，平均马赫数较低，从进入试验段开始（x 约 0.3 处）马赫数线性减小，这是由于试验段没有扩开角度，边界层逐渐变厚所导致的；不考虑边界层区域进行的

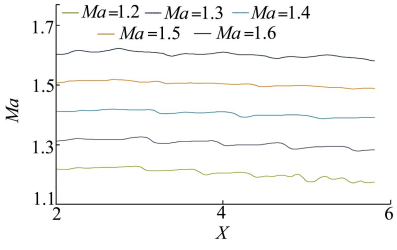


图 10　基础模型 $Ma=1.2\sim1.6$ 轴向马赫数分布曲线

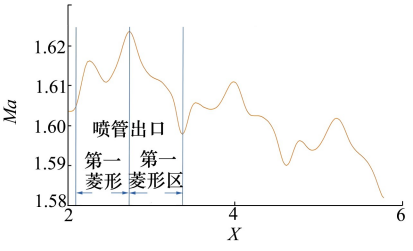


图 11　基础模型 $Ma=1.6$ 轴向马赫数分布曲线

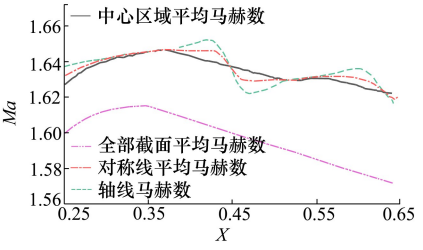


图 12　缩比模型 $Ma=1.6$ 轴向马赫数分布曲线

计算,则平均马赫数较高;对称线平均马赫数分布和轴线马赫数分布,在菱形区衔接位置有明显波动,而中心区域平均马赫数分布曲线则看不到这个波动。

2.4 边界层分布

基础模型与缩比模型喷管边界层修正半角相同,约 0.1°,基础模型和缩比模型喷管出口边界层设计修正过度,导致实际马赫数要比设计马赫数偏高。表 1 为缩比模型和基础模型各马赫数下喷管出口的边界层厚度(壁面至来流速度 99%点)占截面尺寸的比例。可以看到各马赫数下边界层厚度基本相同,认为低超声速喷管边界层厚度发展基本一致,缩比模型边界层厚度比基础模型大 1.6 倍左右。

表 1 缩比模型与基础模型喷管出口边界层厚度占比

喷管型面	边界层厚度占比/%	
	缩比模型	基础模型
$Ma=1.2$	8.3	4.6
$Ma=1.3$	8.4	4.6
$Ma=1.4$	8.3	4.6
$Ma=1.5$	8.6	5
$Ma=1.6$	8.5	5

表 2 为缩比模型与基础模型流场均匀性指标数值计算结果对比。在平均马赫数方面,缩比模型与基础模型相比 $Ma=1.2\sim1.6$ 设计马赫数偏差分别为 4.13%(2.09%),3.88%(1.58%),3.52%(1.21%),3.23%(0.96%)和 2.8%(0.82%)。在马赫数均方根偏差方面,缩比模型相比基础模型偏差为 0.001 8(40%),0.002 5(40.98%),0.002 7(52.94%),0.001 4(31.11%)和-0.001 7(-43.59%)。在轴向马赫数梯度方面,缩比模型与基础模型偏差分别为 0.041 2(99.28%),0.042 9(96.62%),0.031 1(99.36%),0.023 1(94.67%)和 0.017 3(92.51%)。

从数据对比可知,总体来说,基础模型相比缩比模型流场性能更优,在平均马赫数方面基础模型更接近设计马赫数;在马赫数均方根偏差方面,基础模型数值计算结果均小于国军标先进指标 0.006,而缩比模型 $Ma=1.3$ 型面超过了该值,并且除 $Ma=1.6$ 型面外,基础模型相比缩比模型马赫数均方根偏差都要有所改善;在轴向马赫数梯度方面,基础模型相比缩比模型有非常大的提高。分析认为喷管位流设计参数基本一致,出现上述差别的根本原因还在于喷管位流型面的边界层修正。风洞几何尺寸增大引起雷诺数增大,壁面黏性减弱,流动越容易,壁面边界层更薄,对位流型线的影响更小,进而由于边界层修正带来的不利影响减弱,从而流场品质更佳。

表 2 缩比模型与基础模型数值计算结果对比

喷管型面		菱形区理论长度	平均马赫数	马赫数均方根偏差	轴向马赫数梯度
$Ma=1.2$	缩比模型	0.082 9	1.249 6	0.004 5	0.041 5
	基础模型	0.663 4	1.225 1	0.002 7	0.000 3
$Ma=1.3$	缩比模型	0.103 8	1.350 5	0.006 1	0.044 4
	基础模型	0.830 8	1.320 6	0.003 6	0.001 5
$Ma=1.4$	缩比模型	0.122 5	1.449 3	0.005 1	0.031 3
	基础模型	0.980 0	1.417 0	0.002 4	-0.000 2
$Ma=1.5$	缩比模型	0.139 8	1.548 4	0.004 5	0.024 4
	基础模型	1.118 0	1.514 4	0.003 1	-0.001 3
$Ma=1.6$	缩比模型	0.156 1	1.644 8	0.003 9	0.018 7
	基础模型	1.249 1	1.613 1	0.005 6	-0.001 4

3 结 论

采用数值模拟方法,通过分析风洞试验段竖直对称面马赫数分布云图、密度梯度云图和中心轴线马赫数分布,研究了基础模型和缩比模型的喷管设计结果。通过对比 2 种模型的第一菱形区马赫数均方根偏差、轴向马赫数梯度和平均马赫数等指标,分

析得出基础模型相比缩比模型平均马赫数更接近设计值、马赫数均方根偏差和轴线马赫数梯度更小、流场性能更佳。即不同尺寸风洞在相同马赫数下边界层修正角度取相同值时,尺寸较大的风洞边界层较薄,修正型面更接近真实情况,从而能获得更好的流场。

边界层厚度的变化相比风洞尺寸的改变要小,试验段尺寸增大 8 倍,边界层厚度增加约 1.6 倍。喷管层流关键设计参数可不随几何尺寸变化而改变,但考虑边界层修正量时,既不能不做任何改变,也不能简单地跟随几何尺寸进行缩放。

下步将增加数值计算案例和试验数据对比,深入研究流场质量满足国军标先进指标、可连续变马赫数调节的柔壁喷管快速工程设计方法参数影响规律。

参考文献:

[1] VARNER M O, SUMMERS W E, DAVIS M W. A review of two-dimensional nozzle design techniques[R]. AIAA-1982-0609, 1982

[2] MEYER R E, HOLT M. The correction of wind tunnel nozzles for two-dimensional supersonic flow[J]. The Aeronautical Quarterly, 1950, 2: 195

[3] MAC D. Correction of flexible plate supersonic nozzle contours by influence method[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1955, 22(5): 289-296

[4] 徐华舫. 空气动力学基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 1987
XU Huafang. Fundamentals of aerodynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1987 (in Chinese)

[5] PRANDTL L, BUSEMANN A. Naherungsverfahren ZUR zeichnerischen ermittlung von ebenen stromungen mit uberschallgeschwindigkeit[C]//Stodola Festschrift, 1929: 499-509

[6] PUCKETT A E. Supersonic nozzle design[J]. Journal of Applied Mechanics, 1946, 13(4): 265-270

[7] FOELSCH K. A new method of designing two-dimensional laval nozzles for a parallel and uniform jet[R]. NA-46-235-1, 1946

[8] FOELSCH K. The analytical design of an axially symmetric laval nozzle for a parallel and uniform jet[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1949, 16(188): 161-166

[9] CROWN J C. Supersonic nozzle design[R]. NACA TN 1651, 1948

[10] SIVELLS J C. Analytic determination of two-dimensional supersonic nozzle contours having continuous curvature[R]. AEDC-TR-1956-11, 1956

[11] SIVELLS J C, PAYNE R G. A method of calculating turbulent-boundary-layer growth at hypersonic mach numbers[R]. AEDC-TR-1959-3, 1959

[12] 廖达雄, 陈吉明, 彭强, 等. 连续式夸声速风洞设计关键技术[J]. 实验流体力学, 2011, 25(4): 74-78
LIAO Daxiong, CHEN Jiming, PENG Qiang, et al. Key design techniques of continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4): 74-78 (in Chinese)

[13] 廖达雄, 陈吉明, 郑娟, 等. 0.6 m 连续式夸声速风洞总体性能[J]. 实验流体力学, 2018, 32(6): 88-93
LIAO Daxiong, CHEN Jiming, ZHENG Juan, et al. General performance of 0.6 m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(6): 88-93 (in Chinese)

[14] 陈吉明, 吴盛豪, 廖达雄, 等. 0.6 m 连续式跨声速风洞流场品质改进试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(2): 236-242
CHEN Jiming, WU Shenghao, LIAO Daxiong, et al. Experimental study for improving flow-field quality for 0.6 m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(2): 236-242 (in Chinese)

[15] 陈振华, 刘宗政, 陈吉明, 等. 大型连续式跨声速风洞总体方案与关键技术研究[J]. 实验流体力学, 2022, 36(1): 62-68
CHEN Zhenhua, LIU Zongzheng, CHEN Jiming, et al. Characteristics and key technology analysis of large continuous transonic wind tunel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(1): 62-68 (in Chinese)

[16] 中国人民解放军总装备部. 低速风洞和高速风洞流场品质要求[S]. GJB 1179A—2012, 2012
General Armaments Department of the People's Liberation Army. Requirement for flow quality of low and high speed wind tunnels

[S]. GJB 1179A—2012, 2012 (in Chinese)

Study on the influence of geometric dimensions on the profile design of flexible nozzle in wind tunnel

XU Bingbing, PENG Qiang, CHEN Jiming, PEI Haitao

(Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: With the numerical simulation method, the nozzle design results on a basic model and a scaled model are studied through analyzing symmetric plane Mach number distribution, density gradient distribution and central axis Mach number distribution curve in the wind tunnel test section. The main purposes of the study are: to compare the flow field uniformity of the two models, including the root mean square deviation of Mach number in the first diamond region, axial Mach number gradient and average Mach number, to obtain the preliminary influence of geometric dimensions on nozzle design results and to provide guidance for nozzle design in wind tunnels of different scales. The results show that: with the increase of the geometric dimensions of the wind tunnel, the Reynolds number of the flow field increases, the wall viscosity weakens, the boundary layer is thinner and the flow is easier. Under the same flow condition, the thickness of the boundary layer of the scaled model accounts for about 8% of the cross-section dimension, while that of the basic model accounts for only about 5%. Smaller boundary layer thickness has less influence on laminar flow profile. The adverse effect caused by boundary layer correction is weakened, thus improving the quality of the flow field. Compared with the scaled model, the average Mach number in the first diamond region of the basic model increases by 2 – 3 times, the root mean square deviation of Mach number basically improves by more than 30%, and the axial Mach number gradient increases by at least one order of magnitude. The average Mach number of the basic model is closer to the design value; the root mean square deviation of Mach number and the axial Mach number gradient are smaller than those of the scaled model; the flow field improves comprehensively.

Keywords: wind tunnel; flexible nozzle; geometric dimension; numerical simulation; flow field uniformity

引用格式: *徐兵兵, 彭强, 陈吉明, 等. 几何尺寸对风洞柔壁喷管型面设计的影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 862-868*

XU Bingbing, PENG Qiang, CHEN Jiming, et al. Study on the influence of geometric dimensions on the profile design of flexible nozzle in wind tunnel[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(5): 862-868 (in Chinese)